

# Mecánica Orbital y Vehículos Espaciales

## Tema 6: Misiones geocéntricas—órbitas de aplicación.

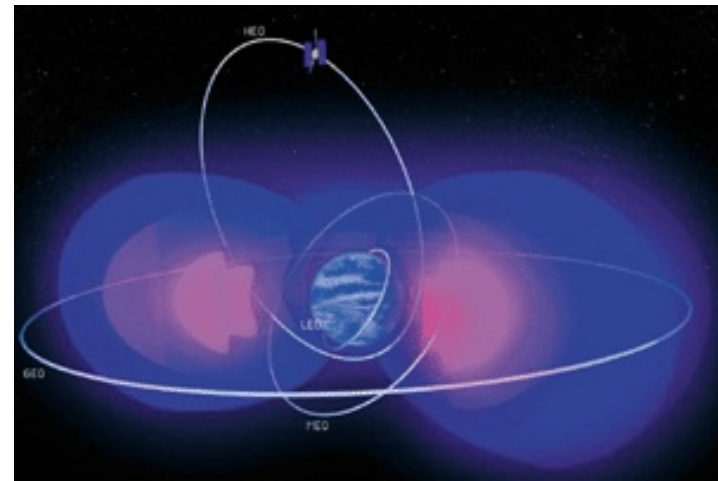
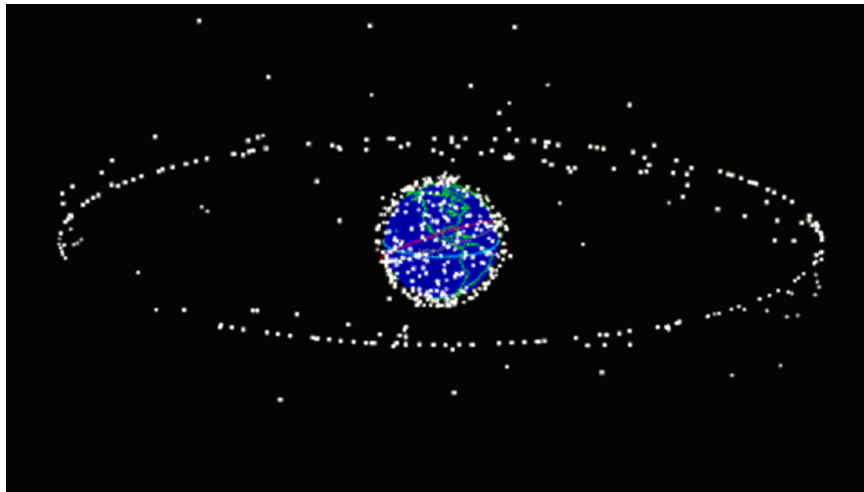
Rafael Vázquez Valenzuela

Departamento de Ingeniería Aeroespacial  
Escuela Superior de Ingenieros, Universidad de Sevilla  
rvazquez1@us.es

29 de junio de 2023



# Órbitas de Aplicación



- Si bien hay una gran posible diversidad para las órbitas geocéntricas, en la práctica se utilizan los siguientes tipos de órbitas:
  - Geosíncronas/geoestacionarias.
  - Órbitas bajas, especialmente la órbita heliosíncrona.
  - Órbitas de alta excentricidad.
  - Órbita media.
  - Constelaciones.

# Órbita geoestacionaria I

- Se define la órbita geoestacionaria (ideal) como:
  - Geosíncrona, es decir, su periodo es el de la Tierra ( $T_{\oplus} = 23 \text{ h } 56 \text{ m } 4 \text{ s}$ ), por tanto
$$a_{\text{GEO}} = \left( \mu_{\oplus} \frac{T_{\oplus}^2}{4\pi^2} \right)^{1/3} = 42164 \text{ km.}$$
(Nota: este cálculo se puede afinar teniendo en cuenta el J2, ver problema 47)
  - Circular ( $e = 0$ ), ecuatorial y directa ( $i = 0$ ).
  - Por tanto  $R_{\text{GEO}} = a_{\text{GEO}}$  y  $h_{\text{GEO}} = 35786 \text{ km}$ .
- Para ubicar un satélite geoestacionario, por tanto, sólo necesitamos la longitud  $\lambda$  del punto del Ecuador sobre el que se encuentra fijo.
- Otra forma de dar la posición del satélite es mediante su **longitud verdadera**  $\lambda_T$  (no se puede usar  $\theta$ ,  $\omega$ , ni  $\Omega$ ). Se tiene que  $\lambda_T(t) = \text{GST}(t) + \lambda$  y por otro lado puesto que  $n = \omega_{\oplus}$ ,  $\lambda_T(t) = \lambda_T(t_0) + \omega_{\oplus} t$ .
- La Tierra, vista desde GEO, presenta la forma de un disco que ocupa aproximadamente  $17^\circ$  en el horizonte.



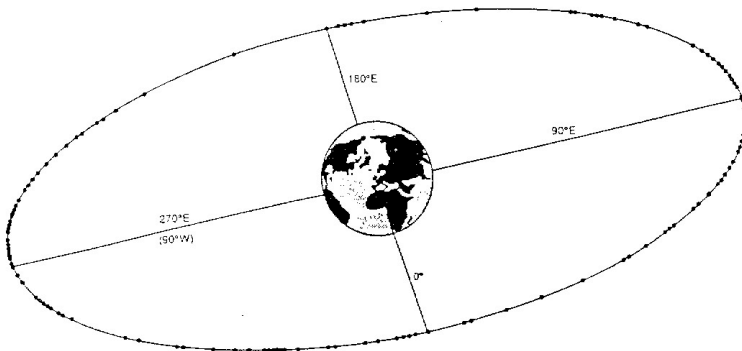
# Órbita geoestacionaria II

## ■ La Tierra vista desde GEO:



Fig. 2.- La Tierra vista desde un satélite GEO situado a 0° de longitud

## ■ La órbita GEO:



- Un satélite geoestacionario permanece inmóvil respecto a la Tierra: su "vista" es fija. Las antenas de recepción pueden ser por tanto fijas.
- Inconveniente: no se cubren bien las zonas polares (por encima de  $81,3^\circ$  de latitud).
- La órbita GEO está muy congestionada (en sentido físico y de interferencias radioeléctricas). Está regulada internacionalmente.
- Se necesitan lanzadores potentes para llegar a GEO.



# Órbita geoestacionaria III

## Eclipses:

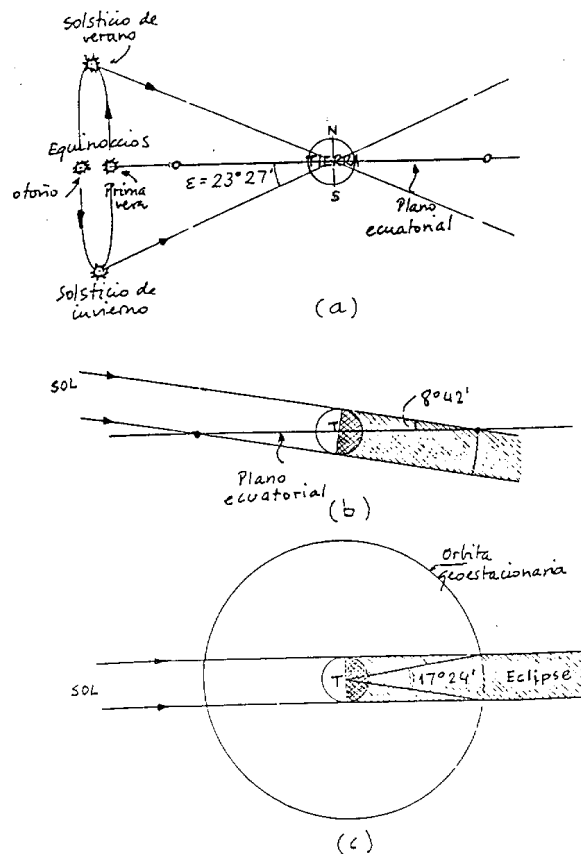
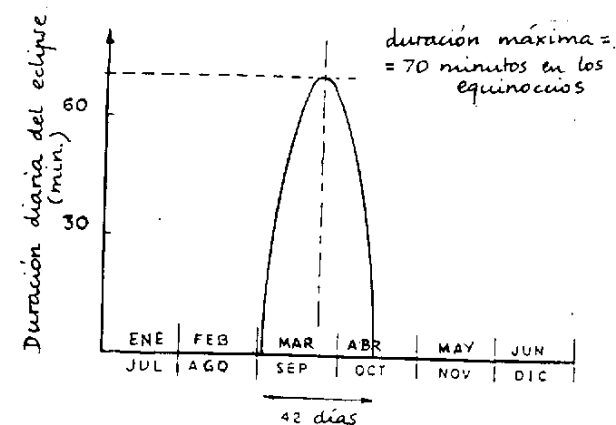
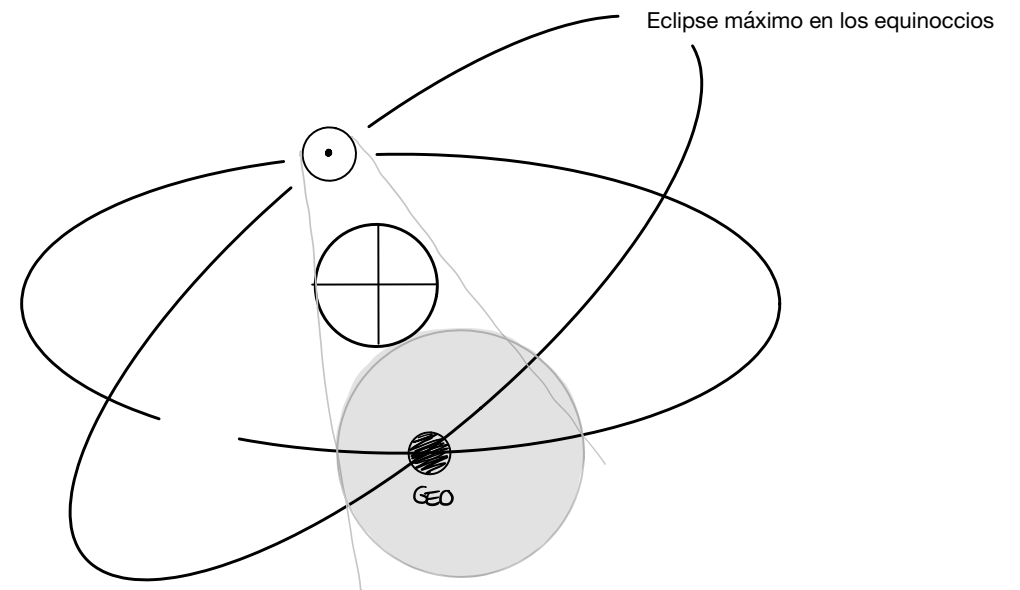
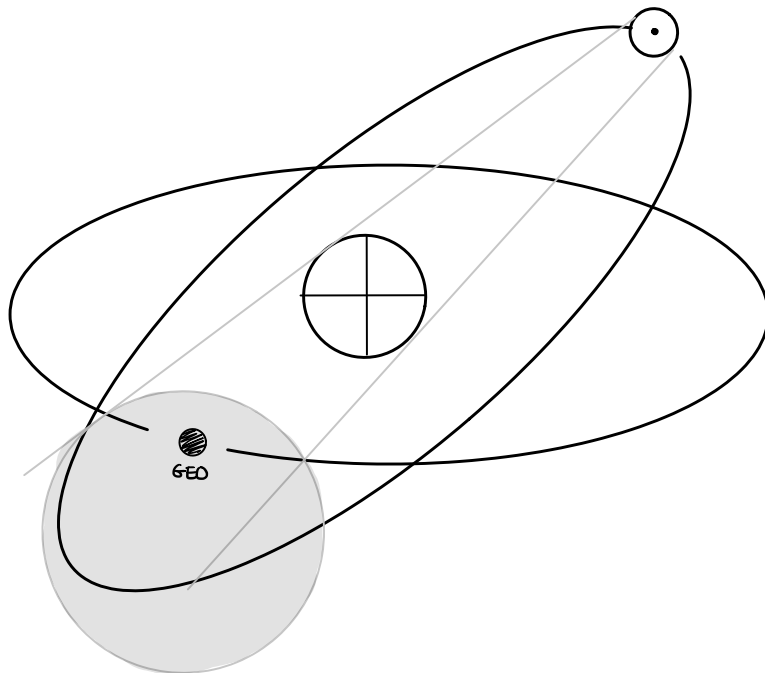


Fig. 3.- Geometría del eclipse:  
 a) Movimiento aparente del Sol a lo largo de un año  
 b) Primer y último días del ciclo de eclipses  
 c) Eclipse en los equinoccios

- Los eclipses son importantes porque los paneles solares (principal fuente de alimentación) dejan de funcionar y se producen fuertes gradientes térmicos.
- El eclipse máximo se produce en los equinoccios.
- La "temporada de eclipses" comienza 21 días antes del equinoccio y finaliza 21 días después. (Ver prob. 8)



# Eclipses en GEO



# Órbita geoestacionaria IV

## ■ Cobertura de la Tierra:

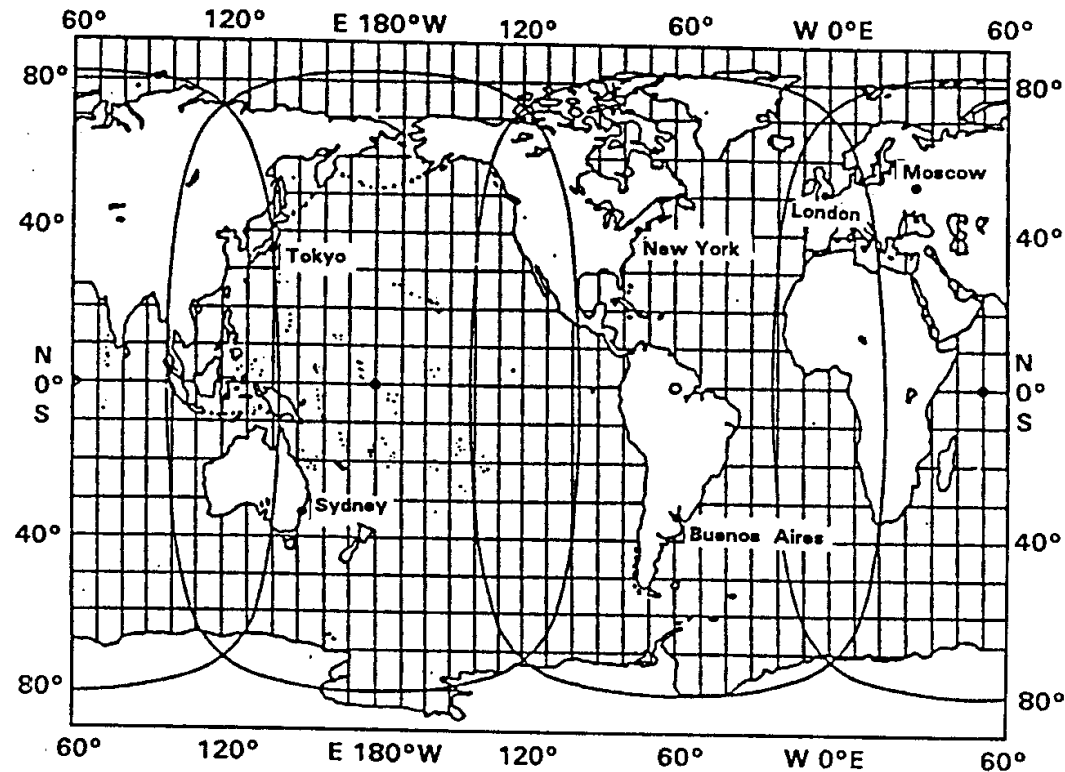


Fig. 5.4 View from geosynchronous orbit.

# Órbita geoestacionaria V

- Cobertura total de la Tierra (excepto los polos): son necesarios tres satélites geoestacionarios.

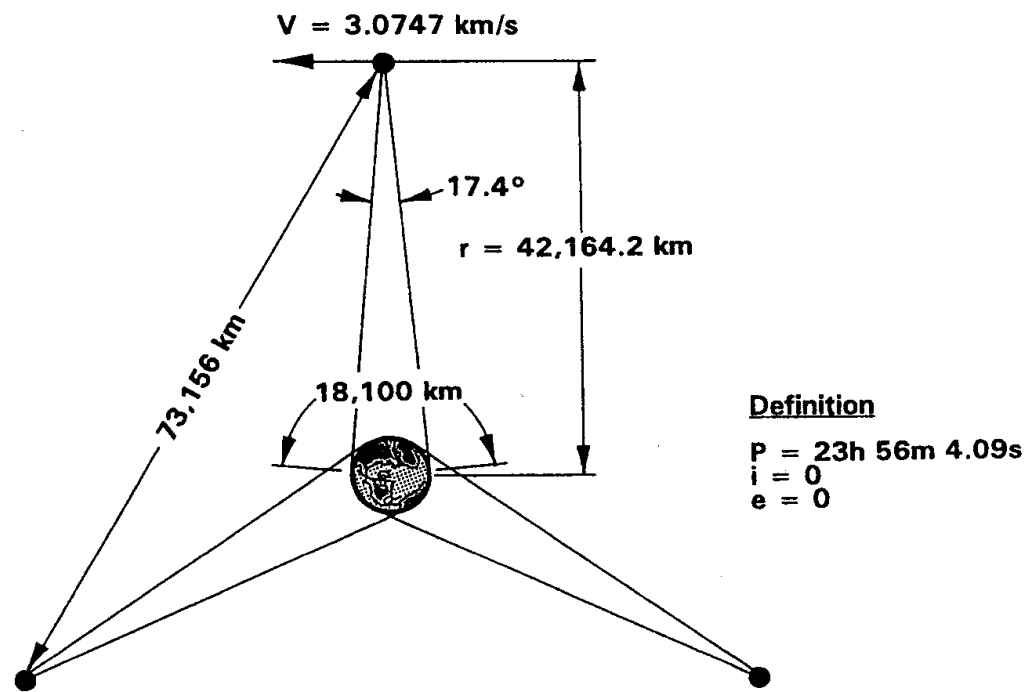


Fig. 5.1 Geosynchronous orbit.





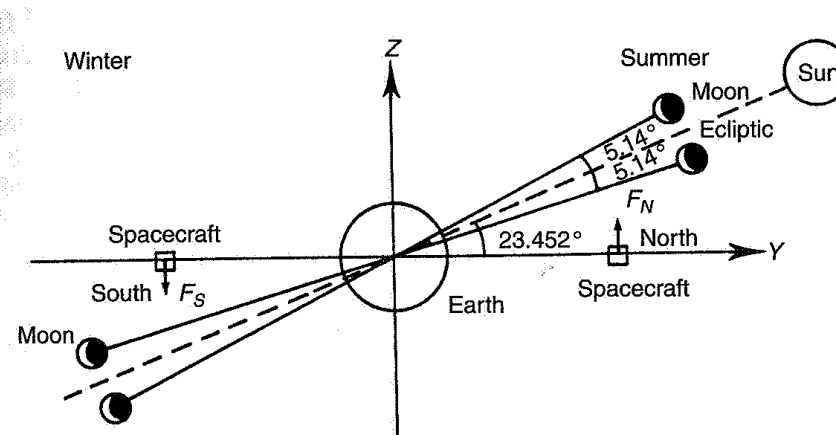
# Órbita geoestacionaria VI

- Efecto de perturbaciones:
  - Puesto que la órbita es ecuatorial, por simetría el  $J_2$  no altera el plano de la órbita. (Pero exige afinar el cálculo de  $a$ , ver problema 47)
  - Puesto que la órbita es de gran altitud, no existe resistencia atmosférica.
  - La perturbación lunisolar tiene el efecto de sacar al satélite del plano ecuatorial (cambiando la inclinación) aproximadamente  $1^\circ$ /año. A veces se denomina perturbación N-S. (Ver problema 34 para ver como cambia la forma de la traza).
  - La presión de radiación solar tiene un efecto apreciable; el más importante es una perturbación periódica (periodo 1 año) de la excentricidad. (Ver problema 43 para ver como cambia la forma de la traza).
  - El efecto más importante es el de la triaxialidad ( $J_{22}$ ).
  - Estas perturbaciones se tienen que compensar mediante maniobras (stationkeeping).

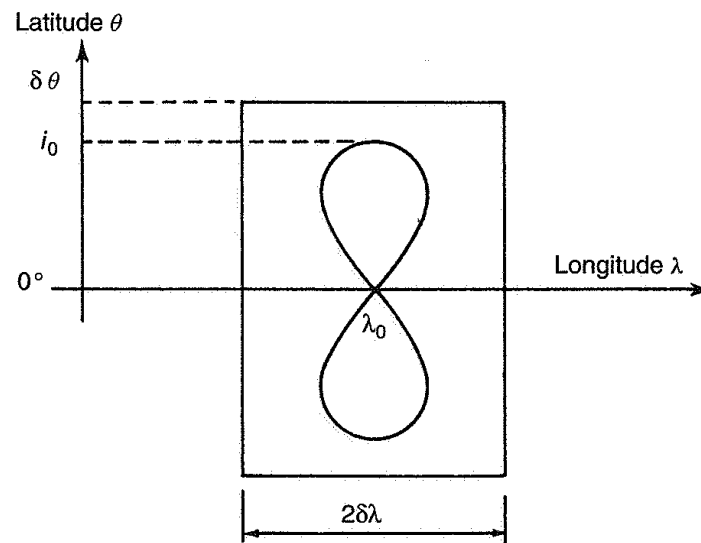


# Órbita geoestacionaria VII

## ■ Perturbación N-S:

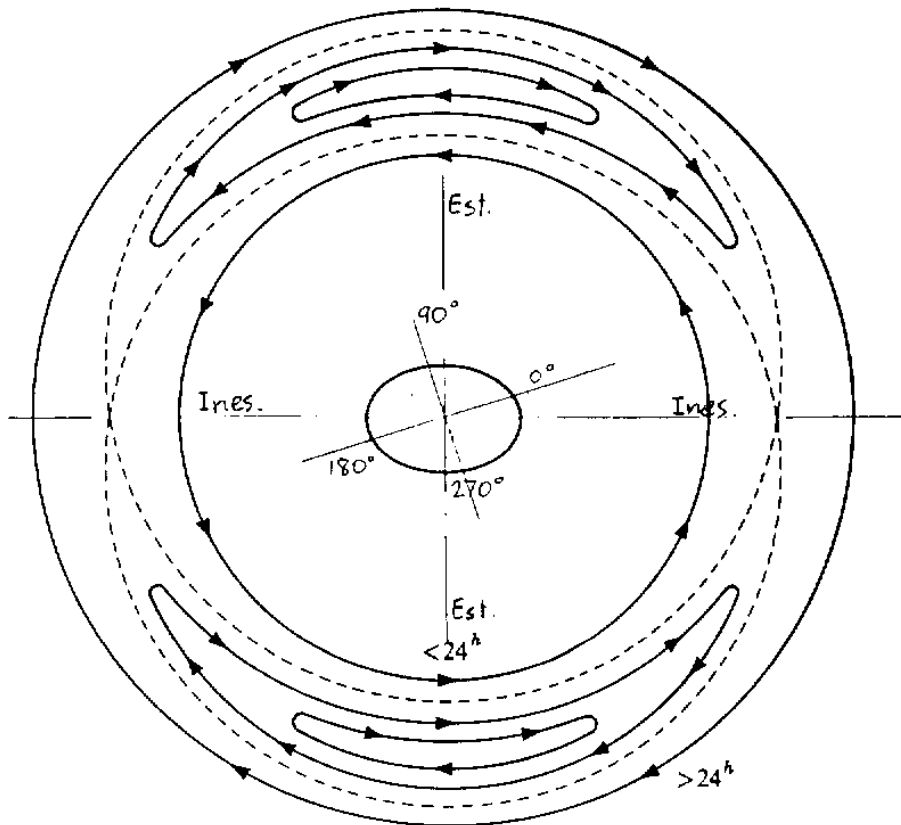


## ■ Efecto en la traza:



## Órbita geoestacionaria VIII

- Efecto de la triaxialidad (forma no perfectamente circular del Ecuador terrestre):



- El  $J_{22}$  provoca que los satélites oscilen en longitud. La dinámica aproximada viene dada por la ecuación

$$\ddot{\lambda} \approx -k^2 \sin 2(\lambda - \lambda_S)$$

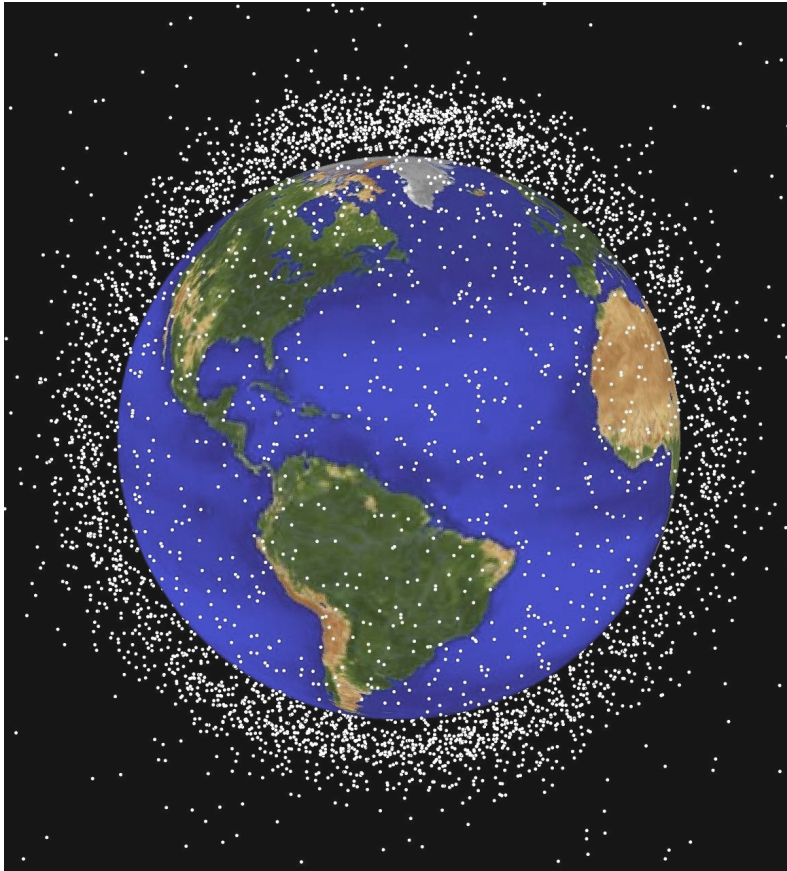
donde  $k^2 = 18 \left( n \frac{R_{\oplus}}{a} \right)^2 J_{22}$  y

$\lambda_S = 75,3^\circ$  es la posición de uno de los equilibrios. Se tiene  $k^2 \approx 0,002^\circ/\text{dia}^2$ .

- Las posiciones estables (ejes menores) se pueden utilizar como "basurero espacial" para GEO.



## LEO (órbita baja)

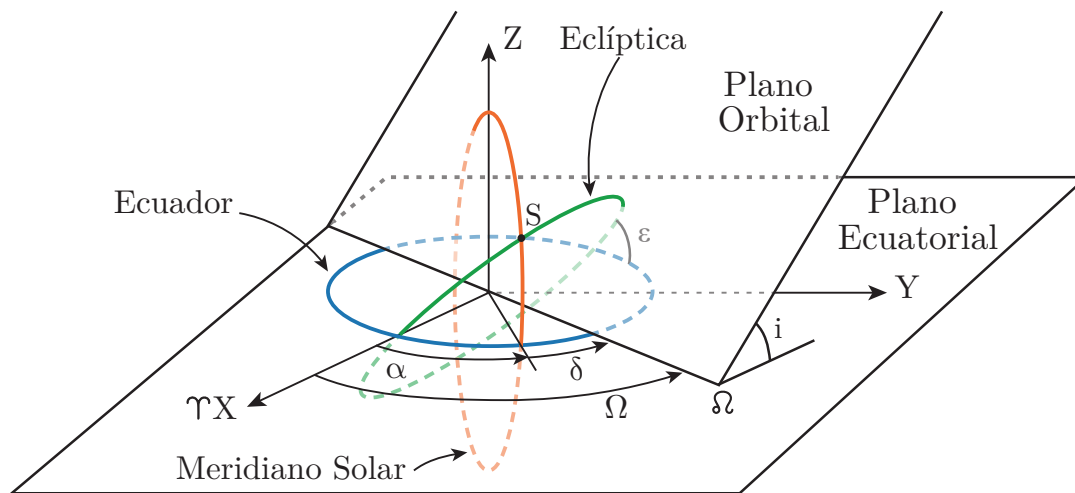


- La órbita baja es la más utilizada, por su proximidad “energética” a la Tierra. Las estaciones espaciales se han situado en LEO.
- Se considera órbita baja a aquella órbita que no se extiende más allá de una altitud de 2000 km.
- Se evitan altitudes inferiores a 300 km ya que la resistencia atmosférica reduce mucho la vida útil.
- Las perturbaciones más importantes son el  $J_2$  y la resistencia atmosférica.
- Muy utilizadas son las órbitas heliosíncronas.



# Heliosincronismo I

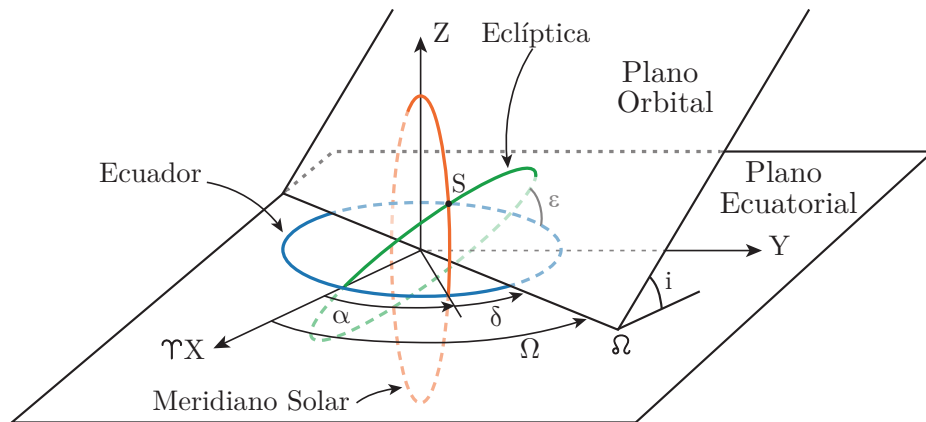
- En el sistema geocéntrico ecuatorial, la proyección del Sol Medio en una esfera con la Tierra en su centro será un punto S (el punto subsolar medio) que define un "meridiano solar" (medio); éste punto se desplaza en el sentido antihorario con una velocidad de  $360/365,25$  ( $^{\circ}/\text{dia}$ ).



- Sea  $AR_M$  ( $\alpha$  en la figura) la ascensión recta del Sol Medio:  $\dot{AR}_M = 360/365,25$  ( $^{\circ}/\text{dia}$ ).
- Por otro lado  $\Omega$ , la ascensión recta del nodo ascendente, cambia debido a perturbaciones. Llamemos  $\delta = \Omega - AR_M$ .
- Una órbita es heliosíncrona si se cumple que  $\dot{\delta} \approx \text{cte}$ .



# Heliosincronismo II



- Del modelo de perturbaciones seculares con el  $J_2$ , se tiene que  $\frac{d}{dt}i = \text{cte.}$  mientras que

$$\frac{d}{dt}\Omega = -\frac{3}{2}J_2n\left(\frac{R_\oplus}{p}\right)^2 \cos i$$

- La condición que tiene que cumplir la órbita, por tanto, es  $\dot{\Omega} = \dot{A}R_M$ , es decir:

$$-\frac{3}{2}J_2\sqrt{\frac{\mu_\oplus}{a^3}}\left(\frac{R_\oplus}{a(1-e^2)}\right)^2 \cos i = \frac{2\pi}{365,25 \times 1 \text{ dia solar medio}}$$

- Para el caso de órbita circular de altura  $h$ , se cumple:

$$\cos i \left(\frac{R_\oplus}{R_\oplus + h}\right)^{7/2} = -0,0989$$

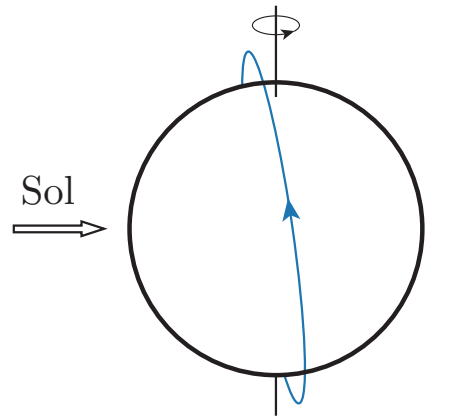


## Heliosincronismo III

- Por tanto, existen múltiples órbitas heliosíncronas con diferente inclinación y altitud. No obstante, de la ecuación,  $\cos i$  ha de ser negativo (luego  $i > 90^\circ$ , es decir, órbitas retrógradas); normalmente se usan alturas en LEO, con lo que  $\cos i$  es pequeño, es decir, las órbitas son aproximadamente polares.
- Puesto que el ángulo  $\delta$  es constante, se puede utilizar para identificar una órbita heliosíncrona concreta.
  - Si  $\delta = 0^\circ$ , entonces el nodo ascendente cruza el Ecuador a mediodía medio (y el nodo descendente a medianoche media). Esta órbita se llama 12h-24h (high noon orbit).
  - Si  $\delta = 90^\circ$  el nodo ascendente cruza el Ecuador al atardecer medio (y el nodo descendente, al amanecer medio). Esta órbita se llama 18h-6h (dusk-dawn).

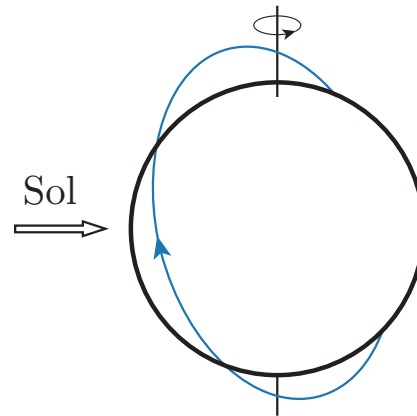


# Heliosincronismo IV



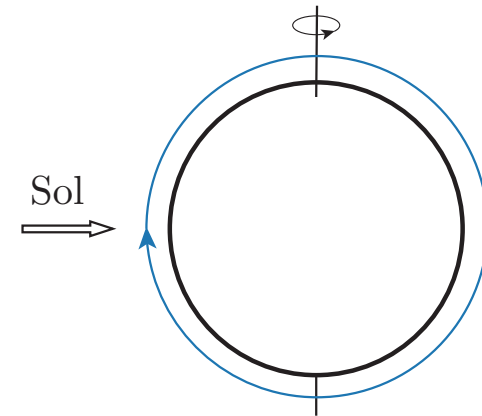
(a)

Órbita dawn/dusk  
a lo largo del terminador



(b)

Órbita media tarde/noche



(c)

Órbita mediodía/medianoche  
(sombras cortas)





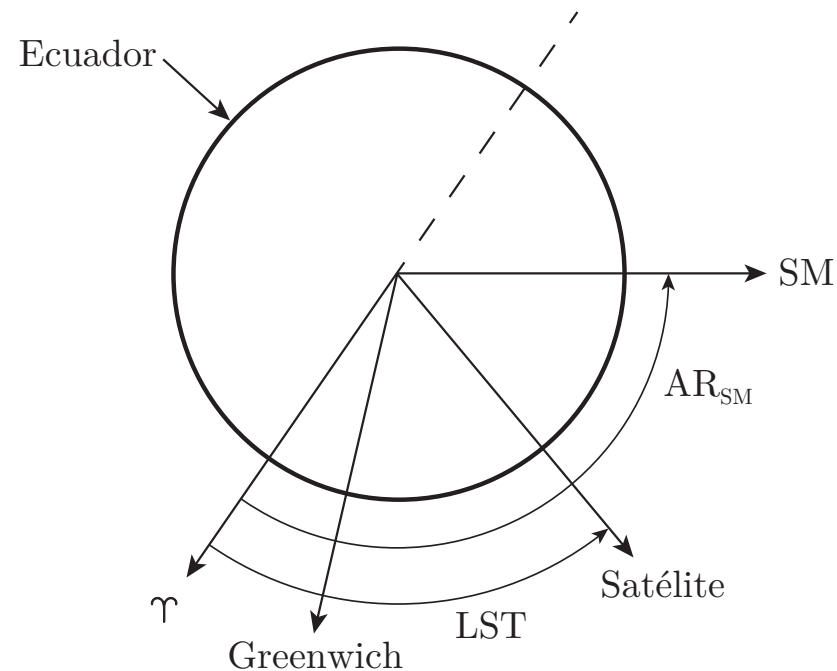
## Heliosincronismo V

- Ventajas de la órbita heliosíncrona
  - Los mecanismos de apuntado de los paneles solares al Sol se simplifican considerablemente, y se posibilitan largos periodos de iluminación solar; además, con una altura suficiente (1400 kilómetros) nunca se producen eclipses.
  - Puesto que la hora solar y la hora solar media son aproximadamente iguales, las condiciones de iluminación en el paso por el Ecuador (es decir, la hora solar) son casi constantes.
  - Más aún, la hora solar media en el paso por una latitud cualquiera (al atravesar un paralelo) también es constante. Ésta propiedad es tremendamente útil para las tareas de observación y reconocimiento.



## Heliosincronismo VI

- La hora solar media se define como la hora que marcaría un reloj de Sol, si este fuera el Sol medio. Por ello, pueden dividirse los 360 grados que se recorren en 1 día entre 15,  $360^\circ/15 = 24$  horas.
- Por tanto, el ángulo horario medio del satélite es  $\sigma = LST - AR_{SM}$ .

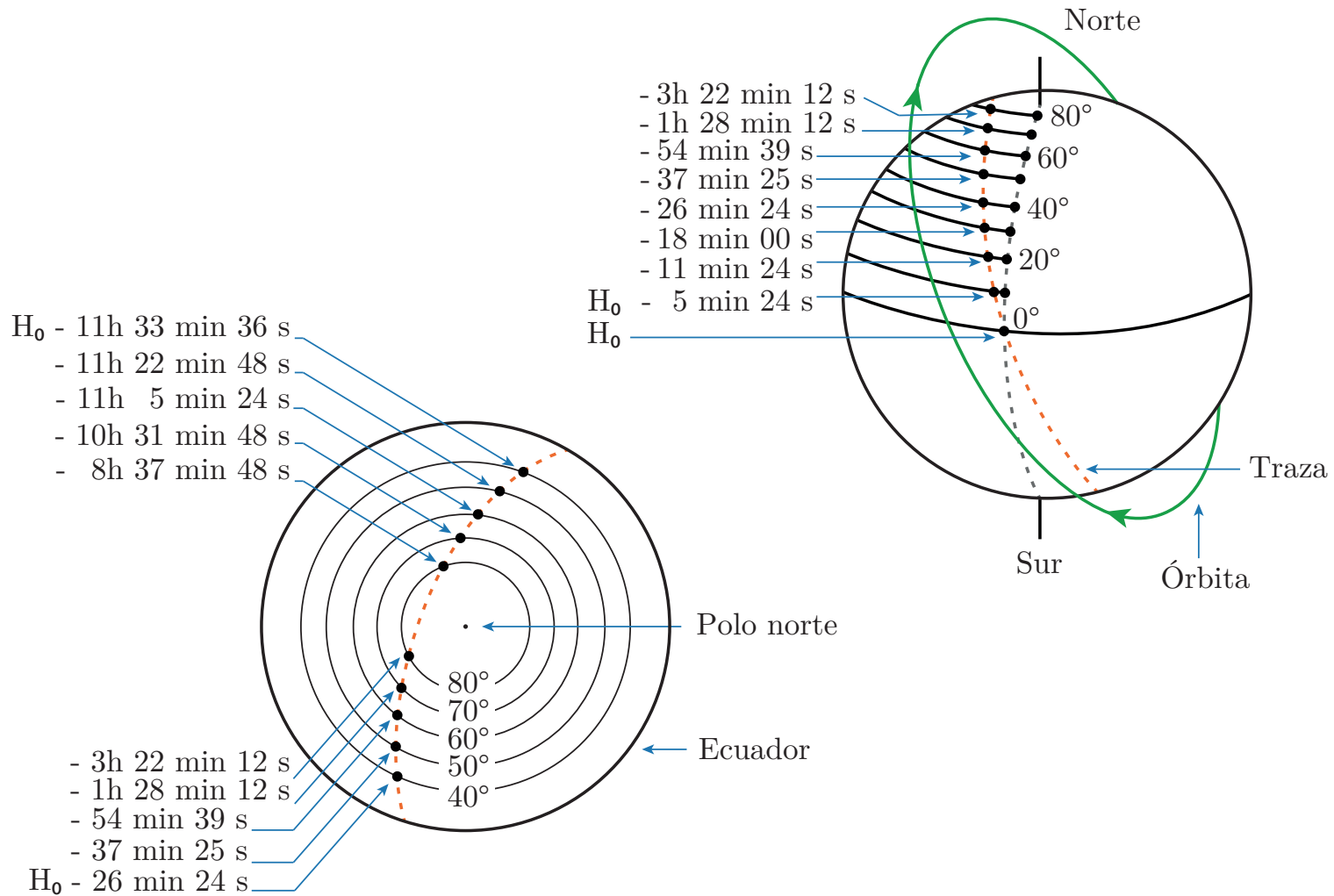


## Heliosincronismo VII

- Entonces, la hora solar media en un punto de la tierra  $L$  es  $HSM = \sigma/15 + 12$ . Si el satélite pasa por dicho punto, entonces por un lado  $AR = \Omega + \lambda_u = LST$ .
- Luego  $HSM = \frac{\Omega - AR_{SM} + \lambda_u}{15} + 12$ . La  $HSM$  en el Ecuador y  $\delta$ ,  $HSM_0$ , se da para  $\lambda_u = 0$ :  $HSM_0 = \frac{\Omega - AR_{SM}}{15} + 12 = \frac{\delta}{15} + 12$ .
- Por otro lado, de la trigonometría esférica,  $\sin \lambda_u = \frac{\tan \phi}{\tan i}$ .
- Por tanto, se tiene:  $HSM = HSM_0 + \frac{\arcsen\left(\frac{\tan \phi}{\tan i}\right)}{15}$  y como  $i$  y  $HSM_0$  son constantes para un satélite heliosíncrono ( $\delta \approx \text{cte.}$ ),  $HSM$  siempre es la misma para la misma latitud  $\phi$ .
- Se toma una solución del arcosen cuando se va de Sur a Norte y otra cuando se va en la otra dirección.
- Por tanto cada vez que un satélite heliosíncrono cruza un paralelo **en un sentido** (de Norte a Sur o de Sur a Norte) lo hace a la misma hora solar media  $HSM$ .



# Heliosincronismo VIII



## Frozen orbits: altitud constante I

- El concepto de “frozen orbits” (órbitas congeladas) surge por la necesidad de conseguir órbitas con uno o más elementos orbitales que se mantengan constantes.
- En el caso de altitud constante, se busca una órbita cuyo vector excentricidad sea pequeño y varíe lo menos posible, a pesar de las perturbaciones por la forma de la Tierra (seculares + largo periodo). Esto es importante para los sistemas ópticos.
- El problema es que en la práctica “no existen” órbitas circulares, sin embargo una elección adecuada de una excentricidad, aunque sea muy pequeña, puede permitir que apenas existan variaciones de dicha excentricidad.
- El diseño se basa en los siguientes efectos del  $J_2$  y  $J_3$ , que incluyen efectos de largo periodo:

$$\dot{\omega} = \frac{3}{4} n J_2 \frac{R_{\oplus}^2}{p^2} (5 \cos^2 i - 1) + \frac{3}{8e} n J_3 \frac{R_{\oplus}^3}{p^3} \frac{\sin \omega}{\sin i} (5 \cos^2 i - 1) (\sin^2 i - e^2 \cos^2 i),$$

$$\dot{e} = \frac{3}{2} n J_3 \frac{R_{\oplus}^3}{p^3} (1 - e^2) \sin i \cos \omega \left( \frac{5}{4} \sin^2 i - 1 \right),$$

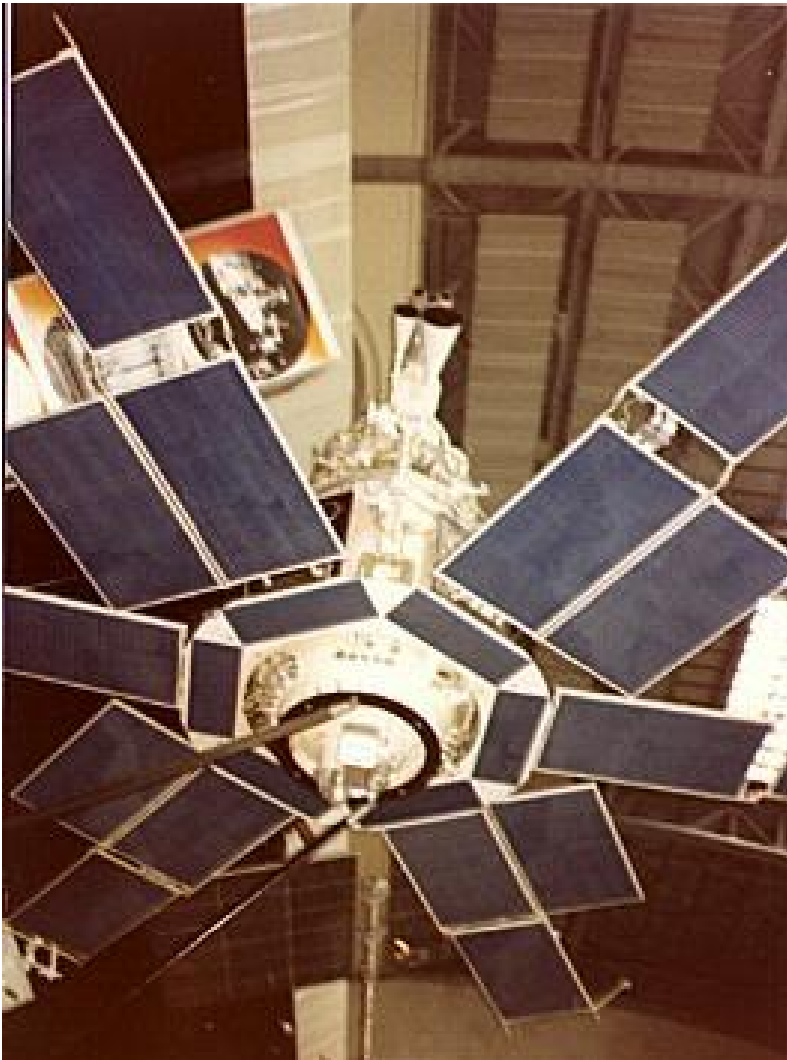


## Frozen orbits: altitud constante II

- Para igualar estas perturbaciones a cero, en primer lugar uno elige  $\omega = 90^\circ$  o  $\omega = 270^\circ$ . Entonces la perturbación de largo periodo de  $e$  desaparece.
- Quedaría garantizar que  $\dot{\omega}$  es también cero, puesto que si no las variaciones de  $\omega$  inducirían cambios en  $e$ . Recordando que  $p = a(1 - e^2)$ , podemos obtener de la ecuación de  $\dot{\omega}$  una cúbica en  $e$  cuyas soluciones nos darían la excentricidad adecuada (eligiendo la solución positiva más próxima a cero).
- Se demuestra (ver problema 48) que despreciando términos de orden 2 o mayores obtenemos la siguiente aproximación de la excentricidad: 
$$e = -\frac{1}{2} \frac{J_3}{J_2} \left( \frac{R_\oplus}{a} \right) \sin i \sin \omega.$$
- Puesto que el valor obtenido es muy pequeño es la órbita deseada; se comporta mejor que una inicialmente circular! Esta órbita se usa en la práctica porque es muy estable no sólo para las perturbaciones  $J_2$  y  $J_3$  sino también frente a otras.



## Órbitas de alta excentricidad: Los Molniya



- Los Molniya (“relámpago” en ruso) son una familia de satélites de comunicaciones de la antigua URSS .
- Puesto que los satélites en GEO no cubren bien altas latitudes (cercanas al polo), y gran parte del territorio ruso se encuentra muy al Norte, un satélite en GEO no proporciona una cobertura geográfica adecuada.
- Además dado que los sitios de lanzamiento rusos son de elevada latitud, la órbita GEO es muy costosa en términos “energéticos” .
- **Solución:** varios satélites en órbitas de alta excentricidad



# Molniya I

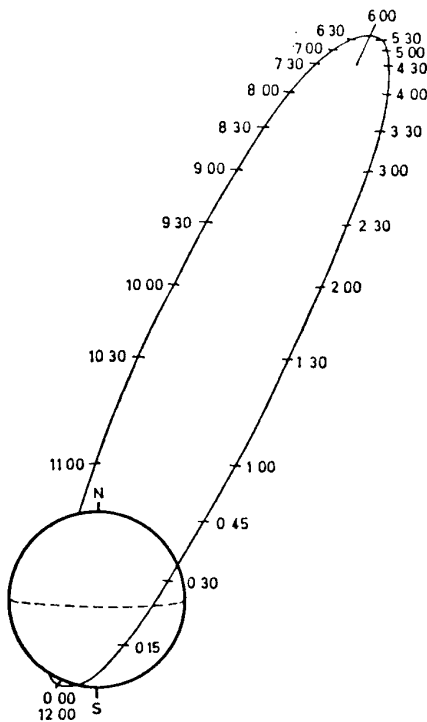


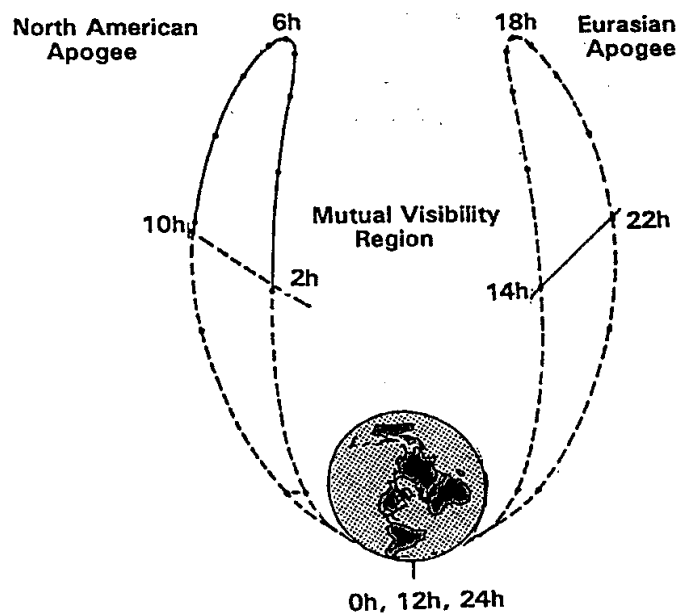
Fig. 12.- La órbita Molniya

- Supongamos una órbita con los siguientes elementos:  $T \approx 12$  h,  $e = 0,75$ , es decir una órbita "semi-síncrona" (cada dos revoluciones pasa por la misma localización geográfica) y de alta excentricidad.
- Obtendríamos  $h_p \approx 300$  km,  $h_a \approx 40000$  km.
- ¿Qué ángulo se recorre en dos horas desde el perigeo? De la ecuación de Kepler,  $n\Delta t = E - e \sin E$ , obtenemos que  $E = 1,78$  rad luego  $\theta = 2,54$  rad  $\approx 145^\circ$ .
- Por tanto en las cuatro horas restantes del semi-periodo se recorren los  $35^\circ$  restantes.





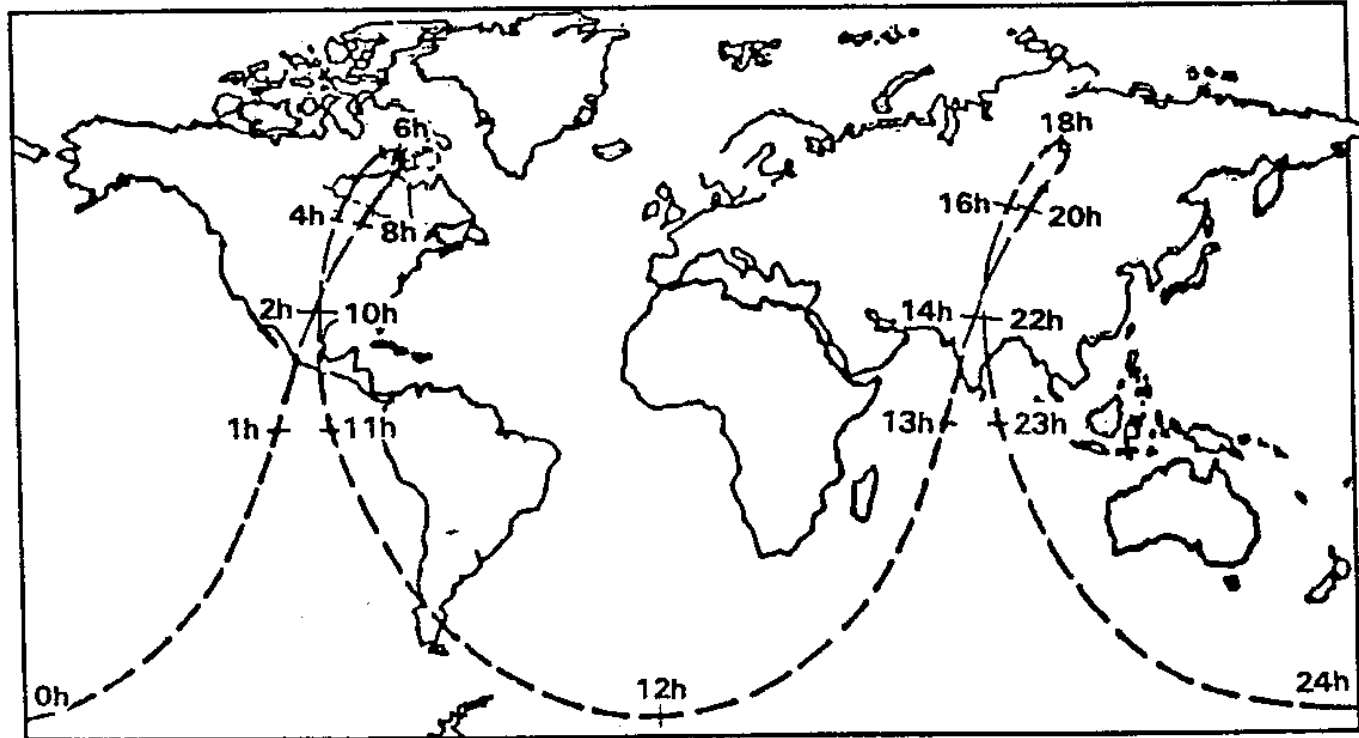
## Molniya II



- Por tanto, ya que con  $35^\circ$  se pueden cubrir las altas latitudes rusas, situando el apogeo en la zona de máxima latitud ( $\phi = i$ ), donde se quiere tener cobertura ( $\omega = 270^\circ$ ), se pueden conseguir aproximadamente 8 horas de cobertura.
- Son necesarios pues tres satélites para obtener 24 h de cobertura.
- Es fundamental evitar que las perturbaciones del  $J_2$  desplacen el apogeo (frozen orbit).
- La regresión de los nodos se puede compensar eligiendo adecuadamente el periodo del satélite.
- Puesto que  $\frac{d\omega}{dt} = \frac{3J_2 n R_\oplus^2}{4p^2} (5 \cos^2 i - 1)$ , se elige  $i$  tal que  $\frac{d\omega}{dt} = 0$ . Por tanto,  $i = \arccos \sqrt{\frac{1}{5}} = 63,4^\circ$ , la llamada inclinación crítica.

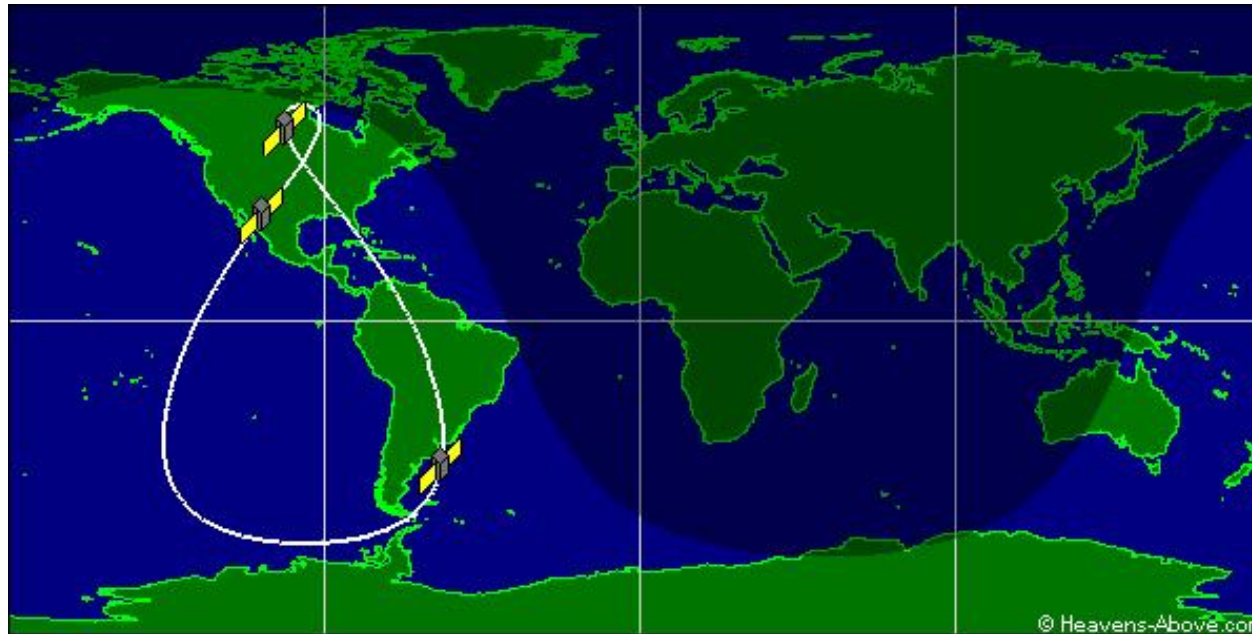


## Molniya III



- La órbita Molniya con sus dos apogeos diarios: uno en Rusia y otro en Norteamérica. La utilidad del segundo apogeo sobre Norteamérica (particularmente para la URSS durante la Guerra Fría) es evidente.

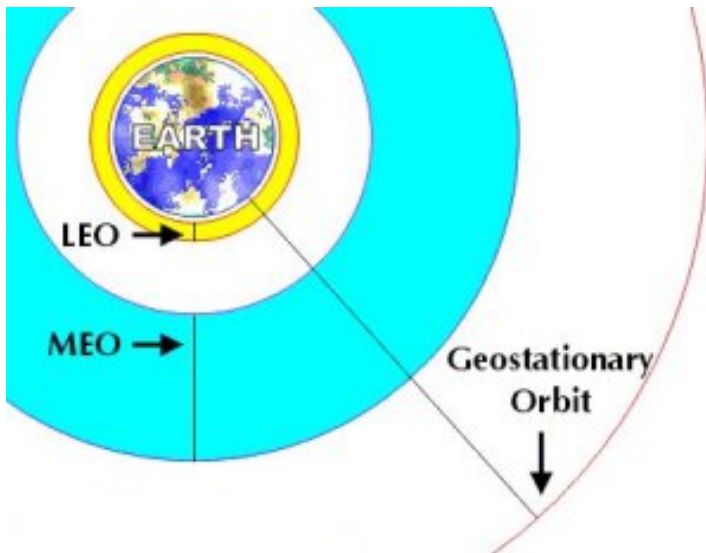
## Órbita Tundra



- Otra órbita de alta excentricidad es la órbita tundra.
- Es una órbita geosíncrona inclinada con la  $i$  crítica ( $i = 63,4^\circ$ ) y de alta excentricidad, de forma que el apogeo se sitúa sobre Norteamérica.
- Se emplea para los satélites Sirius (radio por satélite); con 3 satélites se garantiza que 1 sobrevuela USA en todo momento.



## Órbita Media



- Se considera órbita media (MEO) la que está por encima de la órbita baja (más de 2000 km) y por debajo de la GEO.
- Al ser de mayor altitud, ofrece más cobertura que las órbitas LEO sin requerir la potencia de transmisión/recepción ni el coste de la GEO.
- Típicamente usada por constelaciones de satélites de navegación (GPS, Glonass, Galileo), o por satélites de comunicaciones polares.
- Contiene las órbitas semisíncronas circulares (con periodo igual a la mitad del periodo terrestre).

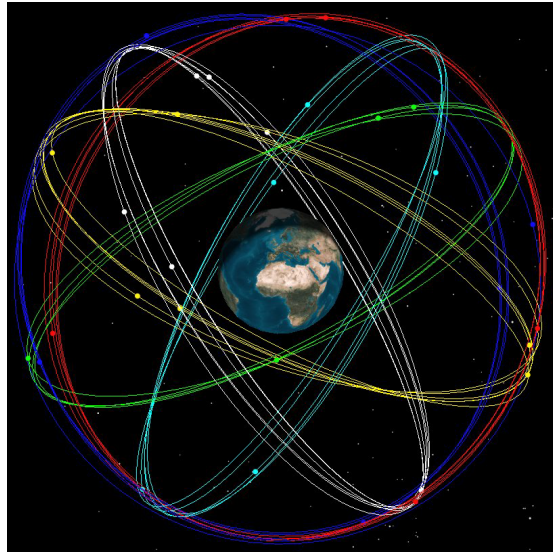


## Constelaciones

- Para proporcionar cobertura durante 24 h no basta con un sólo satélite: son necesarios varios. Una **constelación de satélites** es un conjunto de satélites situados en órbitas coordinadas, de forma que ofrecen cobertura total o casi total. Un ejemplo serían varios satélites que comparten la misma traza de forma coordinada en el tiempo (ver problema 10).
- Hemos visto ya varios ejemplos:
  - Tres satélites geoestacionarios proporcionan cobertura total del planeta, exceptuando los polos.
  - Tres satélites Molniya proporcionan cobertura total para Rusia.
  - Tres satélites en órbita Tundra.
- Otros ejemplos son la constelación de satélites de GPS (mínimo 24 satélites en órbita media,  $a = 26600$  km), la constelación Iridium (66 satélites en órbita baja) o la constelación Globalstar (unos 40 satélites, no ofrece cobertura total).



## Ejemplos: Constelación GPS



- Número actual de satélites: 31 (se necesitan como mínimo 24 para una cobertura total).
- Múltiples fuentes de error a tener en cuenta: retraso de la señal en ionosfera y troposfera, efemérides y errores numéricos.
- Usando una estación fija cuya posición se conoce bien pueden corregirse con precisión la mayoría de errores, esto se conoce como Differential GPS.





## Ejemplos: Starlink

- Red de satélites en órbita baja llevada a cabo por la empresa SpaceX.



- Su objetivo es crear una red de cerca de 12000 satélites para brindar servicio de Internet de banda ancha mundial a bajo coste.
- Para alcanzar esta gigantesca cifra se están lanzando tandas de 60 satélites cada pocas semanas, con vistas a acelerar este proceso lanzando en tandas de 400 satélites cada vez.

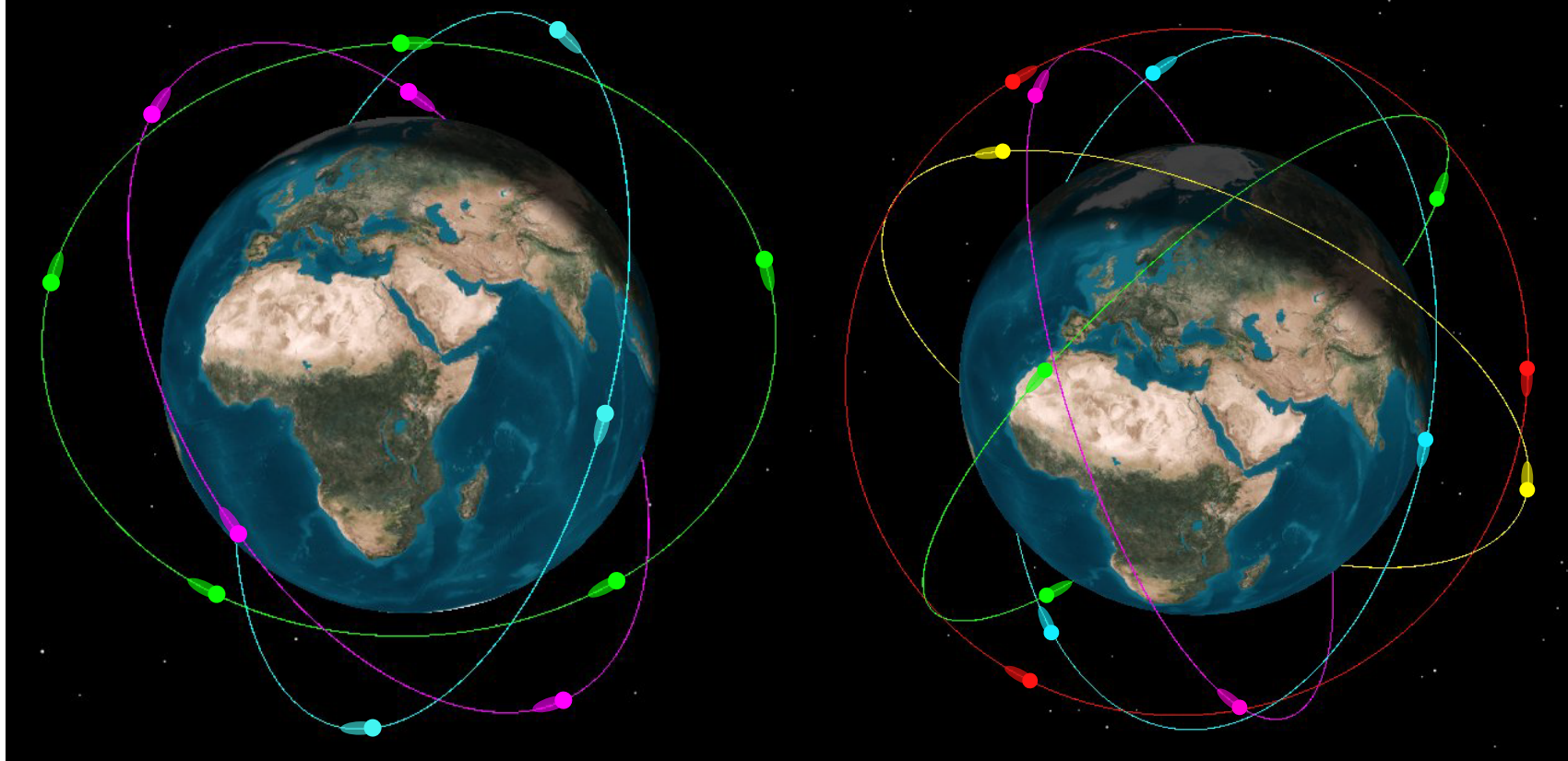
## Constelaciones tipo Walker

- Una constelación que contiene órbitas circulares, de altitud  $h$  e inclinación  $i$  constantes, con planos separados de forma pareja se denomina constelación de Walker.
- Está definida por tres números enteros:
  - Número total de satélites  $t$
  - Número de planos orbitales  $p$
  - Espacio relativo entre satélites en planos adyacentes,  $f \in [0, p - 1]$ .
- Con estos datos, la separación entre nodos ascendentes será  $360/p^\circ$ , la separación entre vehículos en el mismo plano  $360p/t$  y la separación relativa entre satélites en planos adyacentes será  $360f/t$ .
- Una constelación 15,5,1 tendrá 5 planos espaciados  $72^\circ$ , con tres satélites cada uno separados por  $120^\circ$ , y la separación entre satélites de planos adyacentes es de  $24^\circ$ .





## Constelaciones tipo Walker: Ejemplos



Configuración 15/3/2

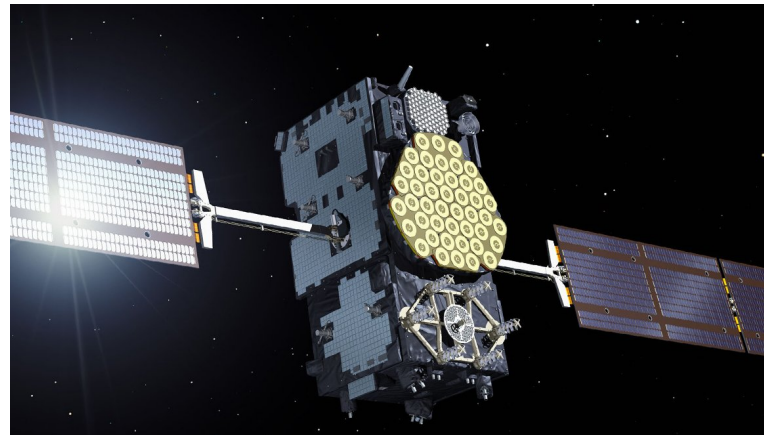
Configuración 15/5/4

Figura: Ejemplos de constelaciones Walker para  $i = 65^\circ$



## Constelaciones tipo Walker: Ejemplos. Galileo

- Constelación Walker 24/3/1 con una inclinación de aproximadamente  $56^\circ$  a 23222 km de altitud.
- La constelación tiene un total de 30 satélites en órbita media, donde 6 son de repuesto.



- Cuando esté completamente operativo, se convertirá en la gran alternativa europea de gestión y uso civil al sistema GPS (militar).
- Se espera que esté operativo a mediados de 2020.

## Constelaciones GNSS

- En los últimos años ha habido una actividad considerable en el despliegue de nuevas constelaciones de navegación por parte de distintos países, algunas de ellas regionales (IRNSS) o globales-regionales (BeiDou).
- La siguiente tabla ofrece datos sobre las principales constelaciones GNSS. MEO=Medium Earth Orbit. IGSO=Inclined Geo-Synchronous Orbit (órbita geosíncrona con inclinación y circular, traza con forma de 8).

**Cuadro:** Comparativa GNSS (capacidades actualizadas 29/6/23)

Sistema	Propietario	Satélites	Precisión	Estado
GPS	USA	> 24 órbita MEO	≈ 0,3-5 m	operativo
GLONASS	Rusia	> 24 órbita MEO	3-8m	operativo
Galileo	EU	> 24 órbita MEO	≈ 0,2m + SAR	operativo, fases finales
BeiDou	China	22 MEO, 5 GEO, 8 IGSO	≈ 4m / 3m (local)	operativo
IRNSS	India	3 GEO, 4 IGSO	3m (local)	operativo (regional)



## Megaconstelaciones

- Megaconstelación: "más de mil satélites".
- Aspectos negativos: Contaminación astronómica, basura espacial.

**Cuadro:** Comparativa Megaconstelaciones (actualizada 29/6/23)

Nombre	País	Satélites en órbita	Satélites Planeados	Altitud (km)	estado
Starlink	USA	4015	4408	550-570	casi completo
Starlink2A	USA	683	7500	530-550	aprobado/en despliegue
Starlink2	USA	0	22488	340-614	no aprobado FCC
OneWeb fase 1	UK	636	716	1170-1220	operativo
OneWeb fase 2	UK	0	6372	1170-1220	planeado
Kuiper	USA	0	3232	590-630	planeado

- Otros planeados: Guanwang (China, 12992), Yinhe (China, 1000), Lynk (USA, 2000), Astra (USA, 13620), Boeing (USA, 5841), Telesat (Canadá, 1969), HVNET (USA, 1440), SpinLaunch (UK, 1190), Globalstar3 (Alemania, 3080), E-Space (Francia/USA, 337323).
- Fuente: <https://planet4589.org/space/con/conlist.html>



## Órbitas "cementerio"

- Para subsanar el problema de la "basura espacial", se sitúan los satélites en una zona segura al final de su vida.
- En LEO: satélites eliminados simplemente provocando la reentrada (área activa de investigación)
- Para los GEO, la órbita cementerio está situada significativamente sobre la órbita original.
- De acuerdo a la IADC (Inter-Agency Space Debris Coordination Comitee) la altitud mínima de perigeo sobre GEO debe ser:  $\Delta h = 235 + (1000 C_R \frac{A}{m_V})$  km donde  $C_R = (1 + \epsilon) \cos \phi_S \approx 1,2 - 1,4$ .

